

学校编码: 10384

分类号\_\_\_\_\_密级\_\_\_\_\_

学号: 33120121152656

UDC\_\_\_\_\_

厦 门 大 学

硕 士 学 位 论 文

# 基于三维设计的超燃冲压发动机数值模拟 与性能分析

Numerical Simulation and Performance Analysis of a  
Scramjet Based on Three Dimensional Design

方 晓 远

指导教师姓名: 邢菲 副教授

专 业 名 称: 电子与通信工程

论文提交日期: 2015 年 4 月

论文答辩日期: 2015 年 5 月

学位授予日期: 2015 年 6 月

答辩委员会主席:

评阅人:

2015 年 5 月

## 厦门大学学位论文原创性声明

本人呈交的学位论文是本人在导师指导下,独立完成的研究成果。本人在论文写作中参考其他个人或集体已经发表的研究成果,均在文中以适当方式明确标明,并符合法律规范和《厦门大学研究生学术活动规范(试行)》。

另外,该学位论文为( )课题(组)的研究成果,获得( )课题(组)经费或实验室的资助,在( )实验室完成。(请在以上括号内填写课题或课题组负责人或实验室名称,未有此项声明内容的,可以不作特别声明。)

声明人(签名):

年 月 日

## 厦门大学学位论文著作权使用声明

本人同意厦门大学根据《中华人民共和国学位条例暂行实施办法》等规定保留和使用此学位论文，并向主管部门或其指定机构送交学位论文（包括纸质版和电子版），允许学位论文进入厦门大学图书馆及其数据库被查阅、借阅。本人同意厦门大学将学位论文加入全国博士、硕士学位论文共建单位数据库进行检索，将学位论文的标题和摘要汇编出版，采用影印、缩印或者其它方式合理复制学位论文。

本学位论文属于：

（        ） 1. 经厦门大学保密委员会审查核定的保密学位论文，  
于        年        月        日解密，解密后适用上述授权。

（        ） 2. 不保密，适用上述授权。

（请在以上相应括号内打“√”或填上相应内容。保密学位论文应是已经厦门大学保密委员会审定过的学位论文，未经厦门大学保密委员会审定的学位论文均为公开学位论文。此声明栏不填写的，默认为公开学位论文，均适用上述授权。）

声明人（签名）：

年        月        日

## 摘要

本文以超燃冲压发动机为研究对象,将其中的各部件置于整个发动机的大环境下进行了设计与性能分析。

以流线追踪三维 Busemann 型面作为进气道,研究了其不启动时的流场特征以及非设计点下的性能。随后将该进气道与隔离段模型相结合进行了数值模拟,结果表明增加隔离段长度可提升极限反压,但长度越长,反压比提升的幅度越小;进气道来流的影响使隔离段在反压作用下的流场呈现不均匀性,反压越高,不均匀性越强,进气道所受的压阻也越大。

在燃烧室设计过程中,以均匀来流为条件分别考察了边界层厚度、狭缝抽吸、凹腔以及喷氢口布置方案对基础燃烧室构型的性能影响,结果表明边界层抽吸可抑制激波串前推;凹腔结构能有助于提升燃烧效率;喷氢口间隔布置可降低燃烧反压。随后综合上述措施的优点对基础模型进行了适当改进,改进后的燃烧室构受进气道来流的影响,下壁面附近出现了较大的低速区。之后又通过在隔离段加入狭缝将整机最高能承受的当量比从 0.7 提升到了 1,但发现燃烧效率有所下降。

以最大推力法设计了尾喷管三维型面,研究了来流均匀性与化学反应的影响,结果显示均匀来流与化学反应均可提升喷管推力。最后对整机推力性能进行研究,发现推力主要与加热量有关,当量比与燃烧效率都是影响推力的重要因素。

**关键词:** 超燃冲压发动机; 数值模拟; 超声速燃烧; 推力性能

## Abstract

A scramjet was investigated with all its parts being designed and analyzed in the environment of the whole engine.

A streamline traced Busemann inlet was designed, its started and unstarted flowfields as long as off design performance were studied. It was then simulated in combination with the isolator, the results indicated that increasing the length of the isolator could help to raise the maximum inlet-isolator back pressure, However, the longer the length is, the smaller the magnitude of the back pressure ratio upgrade. The inlet flow make the flowfield in the isolator present nonuniformity under the influence of back pressure, with the increase of backpressure, the nonuniformity of the flowfield became stronger and the inlet suffered greater pressure drag.

While designing the combustor, the influence of boundary layer thickness, slot bleeding, cavity and hydrogen injection position scheme on basic combustor with uniform inlet flow were investigated, it is achieved that boundary layer bleeding could help to restrain the shock train from moving upstream, cavity could help to enhance the combustion efficiency, arranging hydrogen injections at intervals could help to reduce the combustion back pressure. Then improved the basic model by integrating the advantages of above measures, numerical simulation showed the improved combustor model appeared a large area of low velocity zone near the lower wall because of the inlet flow, and another model with slot in the isolator was found to be able to upgrade the maximum equivalence ratio from 0.7 to 1, yet along with the decrease of combustion efficiency.

Numerical investigations on a nozzle with optimum thrust indicated that flow uniformity and chemical reaction are factors which could enhance the thrust, thrust of the whole engine was mainly concerned with heat release, equivalence ratio and combustion efficiency are both important factors to affect the thrust.

**Key words:** scramjet; numerical simulation; supersonic combustion; thrust

# 目录

摘要.....	I
Abstract.....	II
第一章 绪论 .....	1
1.1 研究背景与研究意义.....	1
1.2 国内外研究现状.....	3
1.2.1 进气道设计 .....	3
1.2.2 隔离段设计 .....	5
1.2.3 燃烧室设计 .....	6
1.2.4 尾喷管设计 .....	7
1.2.5 非均匀来流条件下的部件性能分析 .....	7
1.3 本文主要研究内容.....	8
第二章 数值计算方法 .....	10
2.1 计算流体力学与 FLUENT 软件 .....	10
2.2 流体力学基本控制方程组.....	10
2.2.1 质量守恒方程 .....	10
2.2.2 动量守恒方程 .....	11
2.2.3 能量守恒方程 .....	11
2.2.4 组分守恒方程 .....	12
2.3 湍流模型.....	13
2.3.1 标准 $k-\omega$ 模型 .....	13
2.3.2 SST $k-\omega$ 模型 .....	15
2.4 湍流燃烧模型.....	16
2.4.1 涡耗散模型 .....	16
2.4.2 比热修正 .....	16

2.5 算例验证.....	17
<b>第三章 进气道设计与性能计算 .....</b>	<b>20</b>
3.1 进气道设计.....	20
3.1.1 基准 Busemann 进气道 .....	20
3.1.2 基准构型截短 .....	21
3.1.3 流线追踪 .....	22
3.1.4 唇口后退 .....	23
3.1.5 粘性修正 .....	23
3.2 性能分析.....	24
3.2.1 启动特性 .....	25
3.2.2 非设计点性能 .....	27
3.3 本章小结.....	28
<b>第四章 隔离段性能计算 .....</b>	<b>29</b>
4.1 隔离段长度的影响.....	29
4.2 不同反压的影响.....	33
4.3 本章小结.....	35
<b>第五章 燃烧室设计与性能计算 .....</b>	<b>37</b>
5.1 边界层厚度的影响.....	37
5.1.1 计算模型与边界条件 .....	37
5.1.2 计算结果与分析 .....	38
5.2 狭缝抽吸的影响.....	41
5.2.1 计算模型与边界条件 .....	41
5.2.2 计算结果与分析 .....	41
5.3 缝宽的影响.....	44
5.3.1 计算模型与边界条件 .....	44
5.3.2 计算结果与分析 .....	44
5.4 凹腔的影响.....	46
5.4.1 计算模型与边界条件 .....	46

5.4.2 计算结果与分析 .....	47
<b>5.5 喷氢口位置的影响 .....</b>	<b>49</b>
5.5.1 计算模型与边界条件 .....	49
5.5.2 计算结果与分析 .....	50
<b>5.6 燃烧室整体模型性能分析 .....</b>	<b>53</b>
5.6.1 计算模型与边界条件 .....	53
5.6.2 计算结果与分析 .....	54
<b>5.7 带狭缝模型的性能分析 .....</b>	<b>58</b>
5.7.1 计算模型与边界条件 .....	58
5.7.2 计算结果与分析 .....	59
<b>5.8 本章小结 .....</b>	<b>60</b>
<b>第六章 尾喷管设计与性能计算 .....</b>	<b>62</b>
6.1 尾喷管设计 .....	62
6.2 性能分析 .....	65
6.2.1 计算模型与边界条件 .....	65
6.2.2 计算结果与分析 .....	66
6.3 整机推力性能 .....	67
6.4 本章小结 .....	68
<b>第七章 总结与展望 .....</b>	<b>69</b>
7.1 本文主要结论 .....	69
7.2 未来工作开展 .....	70
<b>参考文献 .....</b>	<b>71</b>



## Table of Contents

<b>Abstract.....</b>	<b>II</b>
<b>Chapter 1 Introduction .....</b>	<b>1</b>
<b>1.1 Background and significance .....</b>	<b>1</b>
<b>1.2 Research status at home and abroad.....</b>	<b>3</b>
1.2.1 Inlet design .....	3
1.2.2 Isolator design.....	5
1.2.3 Combustor design .....	6
1.2.4 Nozzle design .....	7
1.2.5 Performance analysis of components under nonuniform flow .....	7
<b>1.3 Main tasks of the thesis.....</b>	<b>8</b>
<b>Chapter 2 Numerical method .....</b>	<b>10</b>
<b>2.1 Computational fluid dynamics and FLUENT .....</b>	<b>10</b>
<b>2.2 The equations of fluid dynamics .....</b>	<b>10</b>
2.2.1 Mass conservation equation.....	10
2.2.2 Momentum conservation equation .....	11
2.2.3 Energy conservation equation .....	11
2.2.4 Component mass conservation equation .....	12
<b>2.3 Turbulence model.....</b>	<b>13</b>
2.3.1 Standard $k-\omega$ model .....	13
2.3.2 SST $k-\omega$ model .....	15
<b>2.4 Combustion model.....</b>	<b>16</b>
2.4.1 Eddy dissipation model .....	16
2.4.2 Specific heat correction .....	16
<b>2.5 Model verification .....</b>	<b>17</b>

<b>Chapter 3 Inlet design and performance simulation.....</b>	<b>20</b>
<b>3.1 Inlet design .....</b>	<b>20</b>
3.1.1 Basic Busemann inlet .....	20
3.1.2 Basic structur truncating .....	21
3.1.3 Streamline tracing.....	22
3.1.4 Lip retreating .....	23
3.1.5 Boundary layer correction .....	23
<b>3.2 Performance analysis .....</b>	<b>24</b>
3.2.1 Starting characteristic .....	25
3.2.2 Off design performance .....	27
<b>3.3 Chapter summary .....</b>	<b>28</b>
<b>Chapter 4 Isolator performance simulation.....</b>	<b>29</b>
<b>4.1 The effect of length.....</b>	<b>29</b>
<b>4.2 The effect of backpressure.....</b>	<b>33</b>
<b>4.3 Chapter summary .....</b>	<b>35</b>
<b>Chapter 5 Combustor design and performance simulation .....</b>	<b>37</b>
<b>5.1 The effect of boundary layer thickness .....</b>	<b>37</b>
5.1.1 Model and boundary conditions .....	37
5.1.2 Results and discussion .....	38
<b>5.2 The effect of slot bleeding .....</b>	<b>41</b>
5.2.1 Model and boundary conditions .....	41
5.2.2 Results and discussion .....	41
<b>5.3 The effect of slot width.....</b>	<b>44</b>
5.3.1 Model and boundary conditions .....	44
5.3.2 Results and discussion .....	44
<b>5.4 The effect of cavity .....</b>	<b>46</b>
5.4.1 Model and boundary conditions .....	46
5.4.2 Results and discussion .....	47

<b>5.5 The effect of hydrogen injection position.....</b>	<b>49</b>
5.5.1 Model and boundary conditions .....	49
5.5.2 Results and discussion .....	50
<b>5.6 Performance analysis of combustor model .....</b>	<b>53</b>
5.6.1 Model and boundary conditions .....	53
5.6.2 Results and discussion .....	54
<b>5.7 Performance analysis of model with slot.....</b>	<b>58</b>
5.7.1 Model and boundary conditions .....	58
5.7.2 Results and discussion .....	59
<b>5.8 Chapter summary .....</b>	<b>60</b>
<b>Chapter 6 Nozzle design and performance simulation .....</b>	<b>62</b>
<b>6.1 Nozzle design.....</b>	<b>62</b>
<b>6.2 Performance analysis .....</b>	<b>65</b>
6.2.1 Model and boundary conditions .....	65
6.2.2 Results and discussion .....	66
<b>6.3 Thrust performance of the engine .....</b>	<b>67</b>
<b>6.4 Chapter summary .....</b>	<b>68</b>
<b>Chapter 7 Conclusion and future work .....</b>	<b>69</b>
<b>7.1 Conclusion.....</b>	<b>69</b>
<b>7.2 Future work .....</b>	<b>70</b>
<b>References .....</b>	<b>71</b>

## 第一章 绪论

### 1.1 研究背景与研究意义

自从一百多年前飞机问世以来，人类一直在追求更高速度、更高效率的飞行器动力系统，从早期的活塞式发动机一直发展到了如今的涡轮喷气式发动机和火箭等。图 1.1 对比了不同种类发动机的比冲随飞行马赫数的变化：其中涡轮喷气发动机在低速时具有较高的比冲；当飞行马赫数  $Ma > 3$  时，亚燃冲压发动机开始展现其性能优势，但随着马赫数进一步提高，高速气流滞止到亚声速后的温度会变得非常高，以至于燃料开始发生离解并吸收大量的热，使比冲迅速下降；在高超声速（ $Ma=5\sim 15$ ）范围内，使流体以超声速通过发动机，并在超声速的条件下组织燃烧的超燃冲压发动机具有较高的比冲，它相比于火箭不需要自带氧化剂，是未来吸气式高超声速飞行器的一种理想动力装置<sup>[1]</sup>。

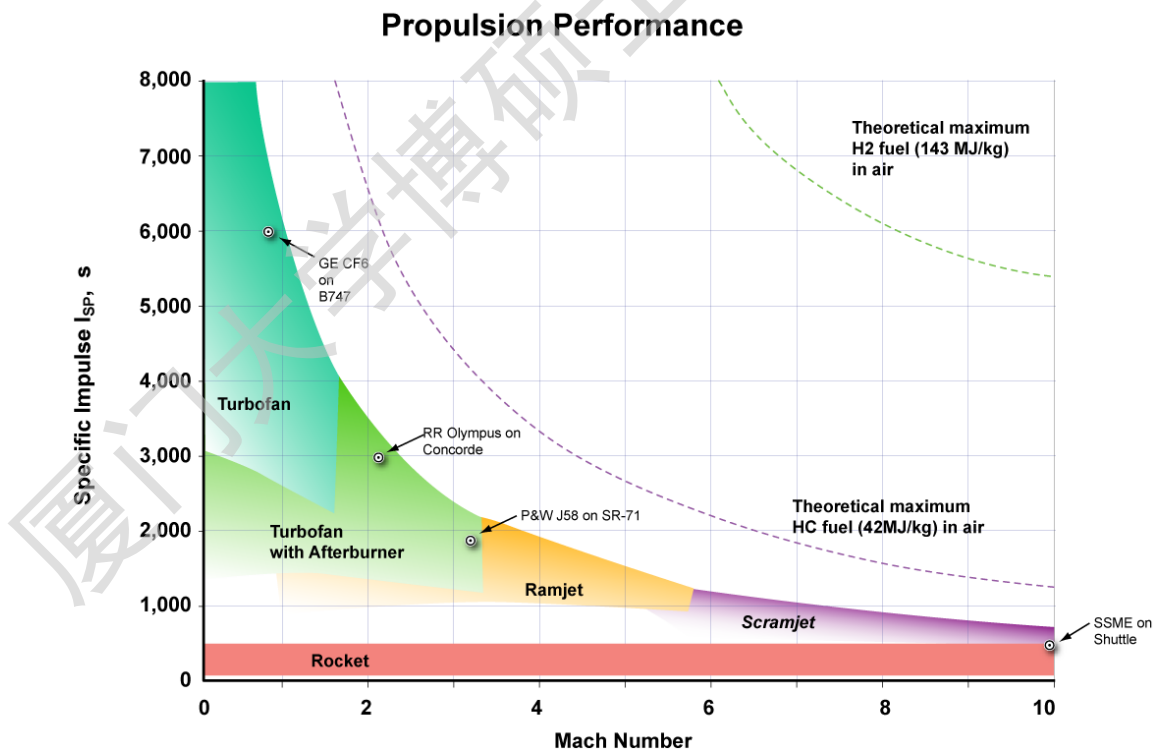


图 1.1 各种发动机比冲随马赫数变化的比较

超燃冲压发动机发展至今，各国都对其进行了大量的研究：如美国的

SCRAM<sup>[2]</sup>计划、HRE<sup>[3]</sup>计划；俄罗斯的 Kholod<sup>[4]</sup>计划、RADUGA-D2<sup>[5]</sup>计划；澳大利亚的 HyShot<sup>[6]</sup>计划；法国的 PROMETHEE<sup>[7]</sup>项目；日本 NAL 实验室<sup>[8]</sup>等，这些研究不论成功与否，都为将来超燃冲压发动机的实用化提供了宝贵的数据与经验。目前在这方面走得最远的当属美国的 Hyper-X 计划与 HyTech 计划，两者的代表性成果分别为 2004 年 X-43A 成功完成的  $Ma=7$  和  $Ma=10$  两次飞行试验<sup>[9]</sup>和 2013 年 X-51A 成功完成的  $Ma=5.1$  飞行试验<sup>[10]</sup>，这些飞行试验的成功标志着对超燃冲压发动机的研究正在逐步走出实验室，进入演示实证阶段。

超燃冲压发动机(Scramjet)通常由进气道、隔离段、燃烧室和尾喷管四个主要部件构成。气流流经进气道后被压缩并以超声速进入隔离段和燃烧室，在燃烧室内氢或碳氢燃料以各种方式喷射，与主流掺混、燃烧。燃烧后的气流仍然保持为超声速从尾喷管膨胀加速排出，从而产生所需要的推力，整个工作过程如图 1.2 所示。

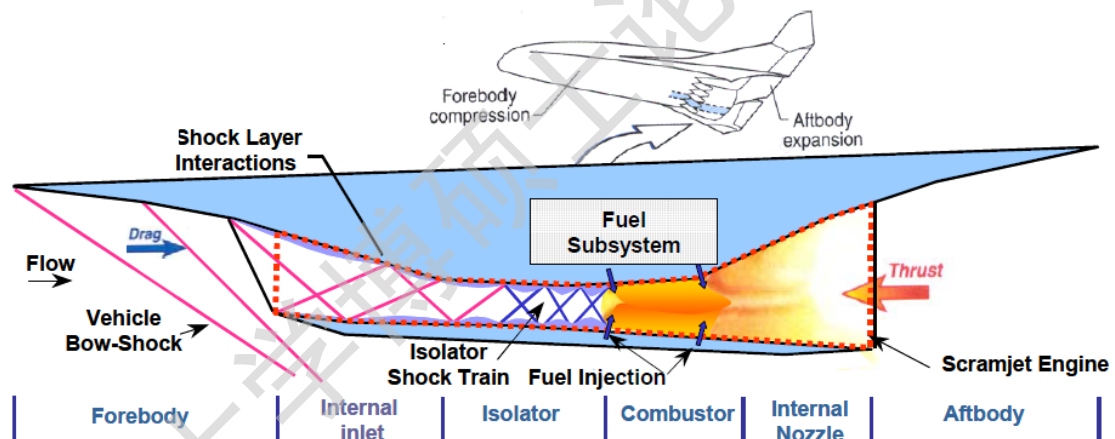


图 1.2 超燃冲压发动机工作原理示意图

目前针对超燃冲压发动机的各主要部件均有较成熟的设计方法，对不同部件的性能也都有了较深入的研究，但是除整机试验或模拟外，大多数对于单独部件的研究都是基于来流均匀的条件；而实际情况下，整个发动机的各个部件在结构上是紧密相连的，在气动特性上是相互耦合的，除进气道外其余部件所面对的通常都是非均匀流，使用均匀来流条件研究所得的部件性能会与真实情况存在一定的偏差；因此从整体的角度出发，对发动机进行一体化流场数值计算对于了解发动机的真实性能具有重要意义。

## 1.2 国内外研究现状

在超燃冲压发动机的设计方面,现有的部件设计方法已较为成熟,如进气道、尾喷管等部件还有多种设计方法,实际应用时只需从中选取合适的即可。

### 1.2.1 进气道设计

进气道的设计方法种类最为繁多,不同方法所设计的进气道在性能上各有优劣。二维进气道利用在平面内的收缩通道对气流进行压缩,通常的设计思路是利用具有多级楔面的飞行器前体产生多道斜激波对来流进行预压缩,然后利用飞行器机体与外罩构成的收缩通道实现进一步压缩,最后与进气道侧壁构成矩形燃烧室<sup>[11]</sup>。由于二维进气道的流场结构简单,加工也比较方便,因此其常被作为实验研究和数值模拟的进气道模型<sup>[12]</sup>,国内外对该进气道的研究十分普遍<sup>[13,14]</sup>。三维侧压式进气道最早由 Trexler<sup>[15]</sup>提出,它与二维进气道的区别是其不但利用顶板楔面和外罩的纵向平面压缩,还利用带有压缩角的侧板对气流进行横向压缩,即相当于在二维进气道的基础上加上了两个侧压缩面。由于侧板所起到的压缩作用,在纵向平面内的压缩角可以设计得较小,相应的唇口激波强度就较弱。这种进气道具有较好的启动性能,可以在较宽的马赫数范围内工作。国外的 Holland<sup>[16]</sup>、国内的张堃元教授<sup>[17]</sup>等均对此种进气道展开了深入的研究。外转向进气道通常是一种轴对称进气道,它利用中心压缩锥的作用使气流向外偏转,中心锥与外罩之间形成环形气流通道的轴对称进气道。美国的 HRE 发动机<sup>[18]</sup>,俄罗斯 Kholod 计划研究的发动机<sup>[19]</sup>等都是采用的此种形式。与外转向进气道相反的是内转向进气道,它是利用外罩的作用使气流向中心偏折,形成圆形通道的轴对称进气道。Molde<sup>[20]</sup>给出了一种被称为 Busemann 进气道的内转向进气道设计方法,其首先利用外罩等熵转向使气流汇聚,然后利用最后一道锥形激波使流动转向水平,具有较高的压缩效率。对比上述几种进气道,在相同压缩量的前提下,由于二维进气道仅在一个方向上对气流进行压缩,所以其长度是最长的,压缩效率较低。轴对称缩构型对气流的压缩是三维的,压缩效率更高。在相同的喉部面积下,内转向压缩型面喉部的湿面积最小,而外转向压缩型面喉部的湿面积最大。对于超燃冲压发动机而言,湿面积过大必然会带来发动机性能的下降和热防护难度的上升。因此综合来看,内转向进气道最具有优势<sup>[21]</sup>。

随着流线追踪技术<sup>[22]</sup>被引入到高超声速进气道设计中，内转向进气道的应用有了更为广阔的前景。流线追踪内转向进气道在继承了内转向压缩构型压缩效率高、湿面积低等优势的同时，还具有了后掠结构的入口前缘，大大改善了纯内收缩进气道难以克服的启动问题。流线追踪入口选取的灵活性也为设计者提供了更为多样的构型选择<sup>[23]</sup>。利用流线追踪技术所生成的三维内转向进气道型面有许多实例，如美国 SCRAM 计划<sup>[24]</sup>所采用的模块化流线追踪 Busemann 进气道；美国和澳大利亚联合开发的 HYCAUSE 高超声速飞行器<sup>[25]</sup>、美国的 FALCON 计划中的 HCV 飞行器<sup>[26]</sup>等所采用的三维内收缩进气道。



图 1.3 HYCAUSE 进气道模型与 HCV 飞行器

除此之外还有单独设计的流线追踪构型，如矩形转椭圆(REST)进气道、“咽”(Jaws)式进气道等。其中 REST 进气道由美国 NASA 兰利研究中心的 Smart 等人于 1998 年提出，它以轴对称内转向进气道为基本流场，利用流线追踪法追踪出方形、一系列带有圆角的方形和椭圆形的截面，各截面间采用几何放样技术最终生成了从方到椭圆光滑过渡的进气道型面<sup>[27]</sup>。Smart 等人对 REST 进气道进行的实验研究和数值模拟表明这种进气道具有较高的流量捕获系数，在设计状态下具有相当好的性能，并且拥有较强的抗反压能力<sup>[28]</sup>。“咽”式(Jaws)进气道由美国空军实验室的 Molina 等人于 2005 年提出，如图 1.4 所示，这种进气道以四道平面斜激波的三维流场为基本流场，能在俯仰及偏航平面对来流进行双重压缩，生成连续的多重激波，且流场仍然保持为平面波系<sup>[29]</sup>。Molina 等人的研究表明此种压缩构型能使进气道内部复杂波系间的交叉反射大为减弱从而减少流动损失；另外由于减少了进气道的浸湿面积，使进气道内附面层增长较为缓慢，

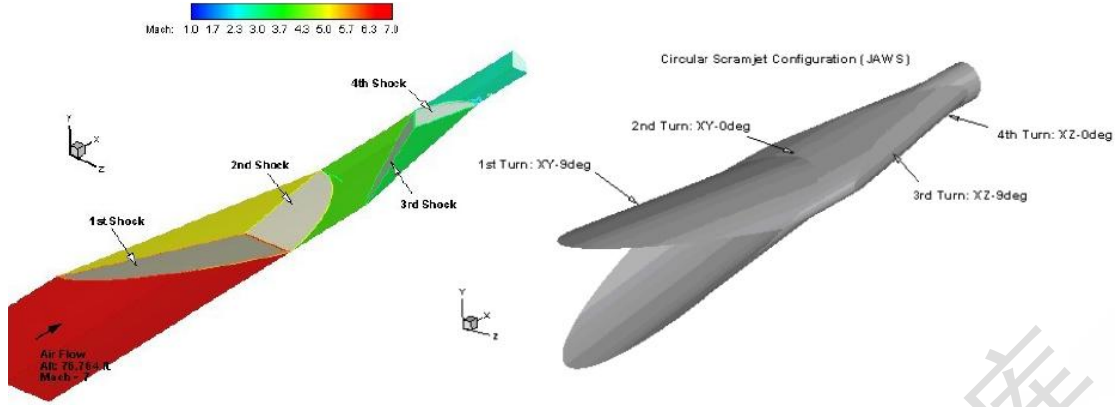


图 1.4 “咽”式进气道的无粘流场及其几何构型

这一方面降低了进气道内的摩擦阻力，另一方面减弱了激波和附面层之间的相互干扰，在一定程度上可避免分离，提高进气道的总体性能<sup>[30]</sup>。综合以上实例可以看出，流线追踪内转向进气道具有较好的性能和灵活多样的设计优势，是十分具有潜力的一类压缩构型。

### 1.2.2 隔离段设计

隔离段直接与进气道出口相接，它通常是一个等截面或有微扩张角的管道。其型面本身并不复杂，设计时的主要关注点是长度。针对圆形隔离段，其长度通常根据 Billing 等人于 1973 年总结的激波串长度经验公式<sup>[31]</sup>所确定：

$$L = \frac{\sqrt{D\theta}}{(M_1^2 - 1)\text{Re}_\theta^{0.25}} \left[ 50 \left( \frac{p_2}{p_1} - 1 \right) + 170 \left( \frac{p_2}{p_1} - 1 \right)^2 \right] \quad (1.1)$$

式中的  $L$  为激波串长度，也是隔离段为容纳该激波串所需要的长度； $D$  为隔离段圆管直径， $\theta$  是激波串前的边界层动量厚度， $M_1$  是波前马赫数， $\text{Re}_\theta$  代表以动量厚度为尺度的雷诺数， $p_1$  和  $p_2$  分别代表激波串前后的静压。

而针对矩形管道，则有 Billig 于 1993 年根据文献[32]的结果，在原公式(1.1)的基础上修改而成的如下公式(1.2)：

$$L = \frac{\sqrt{H\theta}}{(M_1^2 - 1)\text{Re}_\theta^{0.2}} \left[ 50 \left( \frac{p_2}{p_1} - 1 \right) + 170 \left( \frac{p_2}{p_1} - 1 \right)^2 \right] \quad (1.2)$$

式中  $H$  为矩形管道的高度，此处作者将公式(1.1)中的  $\text{Re}_\theta^{0.25}$  改成了  $\text{Re}_\theta^{0.2}$ ，其余参数不变。

许多研究者将上述公式与实验结果进行了对比，例如 Bement 等人<sup>[33]</sup>以及



Degree papers are in the “[Xiamen University Electronic Theses and Dissertations Database](#)”.

Fulltexts are available in the following ways:

1. If your library is a CALIS member libraries, please log on <http://etd.calis.edu.cn/> and submit requests online, or consult the interlibrary loan department in your library.
2. For users of non-CALIS member libraries, please mail to [etd@xmu.edu.cn](mailto:etd@xmu.edu.cn) for delivery details.